

文章编号: 1000-8055(2009)07-1601-05

攻角动态变化的侧压式进气道风洞实验

郭斌, 张堃元

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 在 $Ma=3.85$ 的风洞中, 对一个设计 $Ma=6$ 起动 $Ma=2.5$ 的侧压式进气道完成了攻角从 $0^\circ \rightarrow 8^\circ \rightarrow 0^\circ$ 的连续吹风实验. 实验结果表明: 0° 攻角时进气道顺利起动, 当攻角增大到 5.7° 时, 进气道出现不起动; 之后在 8° 到 0° 的变化过程中, 在 5.4° 时又恢复了起动. 另外, 随着攻角的增加, 流量系数在起动状态下缓慢减小, 在不起动状态下急剧减小. 实验中还进行了攻角 $0^\circ \rightarrow 4^\circ \rightarrow 0^\circ$ 的动态连续吹风实验, 进气道全程都处于起动状态.

关 键 词: 侧压式进气道; 攻角可调; 风洞实验

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Wind tunnel experiment of sidewall compression inlet with adjustable attack angle

GUO Bin, ZHANG Kunyuan

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: This paper conducted a wind tunnel experiment at $Ma=3.85$, during which a continual blowing process was finished at the sidewall compression inlet with designed $Ma=6$ and starting $Ma=2.5$, when attack angle changed from 0° to 8° , and again to 0° . Experimental results show that, in the case of $Ma=3.85$, attack angle = 0° , the inlet starts smoothly, and the pressure distribution is consistent with numerical simulation to a large degree. In the dynamic process of attack angle changing from 0° to 8° , when it increases to 5.7° , the inlet fails to start. In the dynamic process of attack angle changing from 8° to 0° , when it decreases to 5.4° , the inlet succeeds in startup. What's more, with the increase of attack angle, the flow coefficient decreases when the inlet starts, and it decreases sharply when the inlet doesn't start. When the attack angle changes from 0° to 4° , and again to 0° , the inlet starts in the entire process.

Key words: sidewall compression inlet; adjustable attack angle; wind tunnel experiment

采用吸气式发动机的高超声速技术已引起世界各国的高度关注并积极准备演示飞行实验, 这种高超声速实验飞行器通常都是由载机发射、火箭发动机助推, 进而超燃冲压发动机接力工作^[1], 问题是当助推火箭工作完毕、冲压发动机接力时都面临级间分离的动态过程. 一旦助推火箭分离, 带超燃冲压发动机的高超声速飞行器的质心、压

力中心瞬间发生巨大移动, 必然使飞行器受到各种扰动力矩的干扰, 而分离的瞬间飞行姿态控制系统往往也来不及及时作出有效的姿态控制指令, 飞行器俯仰、偏航和滚转姿态可能瞬时发生大幅度的振荡, 造成飞行器攻角的大幅度快速变化, 这就意味着进气道也随之发生攻角的快速变化. 在如此恶劣的进气条件下, 进气道能否正常起动、

收稿日期: 2008-07-02; 修订日期: 2008-10-25

作者简介: 郭斌(1984-), 男, 河北保定人, 硕士生, 研究领域为内流气体动力学方向. E-mail: gboy204@yahoo.cn

正常工作, 决定了超燃冲压发动机能否正常点火工作, 从而决定了高超声速飞行器能否顺利地接

力工作。
就目前的研究现状来看, 随着攻角的增加, 外压波系增强, 进气道流量系数下降, 可能会导致进气道的不起动^[2-5]。目前虽然对进气道攻角的研究较多^[6-7], 但仅限于稳态的研究, 对于动态的攻角变化研究甚少。另外, 关于进气道的起动性能存在两种含义: 一是在飞行器一旦来流达到进气道起动马赫数进气道即能正常起动; 二是已经起动的进气道由于某种扰动不起动, 一旦该扰动消失, 进气道能自动重新起动, 即进气道具有自起动性能^[8]。如果把攻角的变化作为一种扰动, 那么在产生这种扰动时, 进气道是否会出现不起动现象? 而在这种扰动结束, 即攻角变小以后, 一个经历了起动-不起动过程的进气道是否能再次起动? 这些未知因素将是本文研究的重点。

本文选取典型的侧压式进气道进行了攻角变化的动态测压吹风实验, 通过 100 次/s 的连续数据采集, 研究、分析攻角连续得动态变化对进气道流动特性的影响。

1 实验模型及风洞

本文所选进气道采用两级顶板与侧板相结合的混合压缩模式, 侧板压缩角为 5.5° 并有 30° 后掠。模型的设计 $Ma = 6$, 起动 $Ma = 2.5$ 。在隔离段出口对称面上沿高度方向安装了总压耙, 实验模型沿顶板、唇口底板中心线及侧板隔离段中心高度处总共布置了 40 个静压测孔 (如图 1), 在此模型的基础上, 设计了专门的动态攻角机构来实现进气道攻角的连续变化 (如图 2)。

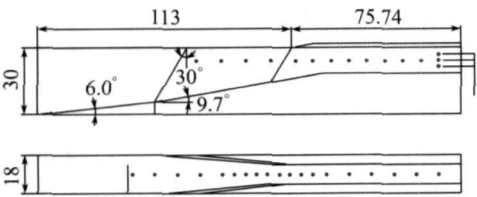


图 1 侧压式进气道模型
Fig. 1 Model of sidewall compression inlet

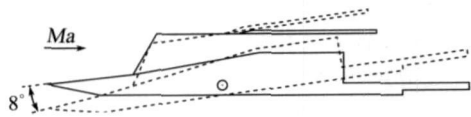


图 2 侧压式进气道攻角变换
Fig. 2 Changes of attack angle

图 3 为模型的实物照片。模型后侧顶杆用来控制进气道攻角的变化。其中图 3(a) 展示了 0° 攻角时的模型状态, 图 3(b) 展示了 8° 攻角时的状态。

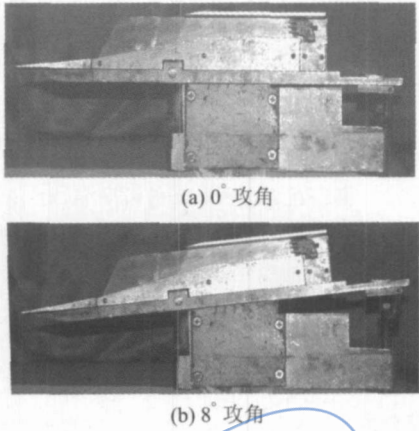


图 3 0° 和 8° 攻角侧压式进气道模型实物
Fig. 3 Test model of sidewall compression inlet at 0° and 8°

模型实验在南航二院的 100 mm × 100 mm 小高超风洞中进行, 风洞采用高压-真空联合工作方式。风洞来流为总压 0.7 MPa 的连续供气系统, 风洞下游接 400 m³ 的真空箱和真空泵抽吸系统, 整个风洞可连续工作 2 min 左右。风洞配有 200 mm 直径的双镜反射纹影仪以观察、记录流场中的波系结构。压力采集采用 PSI 公司的 98RK 电子压力扫描阀 (64 路) 测压系统, 该系统可以瞬时记录所有的压力测点, 而且可以实现 100 次/s 的连续采集, 测压精度为 0.05%^[9]。

2 实验结果分析

2.1 实验过程介绍

模型通过后面机械装置来实现攻角的改变。风洞连续运行时间约两分钟, 因此有足够的时间改变进气道的攻角。实验在 50 s 左右的时间

内分别完成了攻角 0° → 8° → 0° 和 0° → 4° → 0° 的两种连续动态过程。
实验中每一个状态均用电子压力扫描阀记录下各测点的静压、出口截面及来流的皮托压力, 用双镜纹影仪观察流场, 并拍摄侧压式进气道唇口前波系的纹影照片。图 4 为实验过程中拍摄的纹影照片, 其中图 4(a) 为 0° 攻角状态, 图 4(b) 为 8° 攻角状态。

2.2 攻角动态变化导致的进气道不起动现象

本文采用的判断进气道是否起动的准则为下

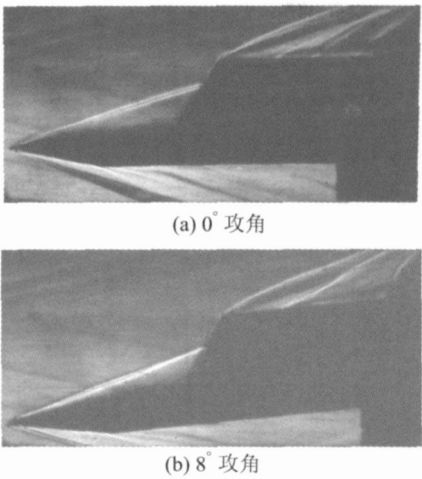


图 4 0°和 8°攻角模型实验纹影照片
Fig.4 Schlieren photos of test model at 0° and 8°

列 3 条:

- 1) 压缩面激波升压点是否在唇口之内;
- 2) 是否有贴体唇口波存在;
- 3) 是否有流量系数的突然变化.

首先看攻角 $0^{\circ} \rightarrow 8^{\circ} \rightarrow 0^{\circ}$ 的动态变化过程, 图 5 和图 6 为随着攻角变化, 侧压式进气道顶板中心线的压力分布曲线. 图 5 反映了攻角从 0° 攻角变为 8° 时的顶板中心线的压力变化, 图 6 反映了攻角从 8° 攻角变为 0° 时的顶板中心线的压力变化. 图 7 是对第 12 侧点在攻角 $0^{\circ} \rightarrow 8^{\circ} \rightarrow 0^{\circ}$ 时压力随时间的变化曲线. 图 8 是出口处皮托耙测得的皮托压和壁面静压计算得到的 Ma 在攻角 $0^{\circ} \rightarrow 8^{\circ} \rightarrow 0^{\circ}$ 随时间的变化曲线.

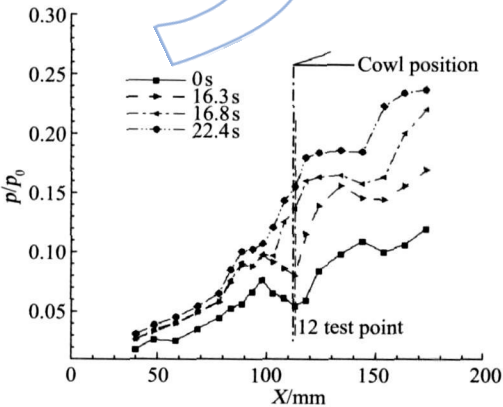


图 5 攻角增大时顶板中心线压力分布图
Fig.5 Pressure distribution of top plate with increase of attack angle

图 5 中给出了进气道 0° 攻角顺利起动时 ($t=0s$)、进气道攻角达到 5° 发生不起动时的临界状态 ($t=16.3, 16.8s$)、以及攻角达到 8° ($t=22.4s$) 时的顶板中心线的压力分布. 可以看出,

在 $t=16.3s$ 之前进气道始终处于起动状态, 只是由于攻角的加大, 压力值会普遍升高. 若对比起动不起动临界状态 16.3 和 $16.8s$ 的压力分布, 发现前 10 个测点压力值几乎重合, 第 11, 12 两个测点的压力值出现突变, 配合图 7 (12 测点的压力-时间图), 我们看到随着攻角的增加, 12 测点的压力值一直在平稳升高, 直至 $16.5s$ 时压力出现陡增, 即表明顶板中心线的压力陡升点发生在了唇口之前, 也就是出现了脱体唇口波, 进气道进入不起动状态, 此时的攻角大约是 5° . 之后随着攻角继续加大, 各测点压力继续升高, 直至达到 8° 攻角.

图 6 是攻角降低过程中的顶板压力变化, 结合图 7, 大致可以得到与以上相对称的变化规律. 通过对比 $32.3s$ 与 $32.6s$ 的压力曲线, 发现 12 测点的压力出现了突降, 顶板中心线的压力陡升点移动到唇口之后, 表明激波已进入唇口内, 进气道再次恢复到原先的起动状态, 这时攻角为 5.4° .

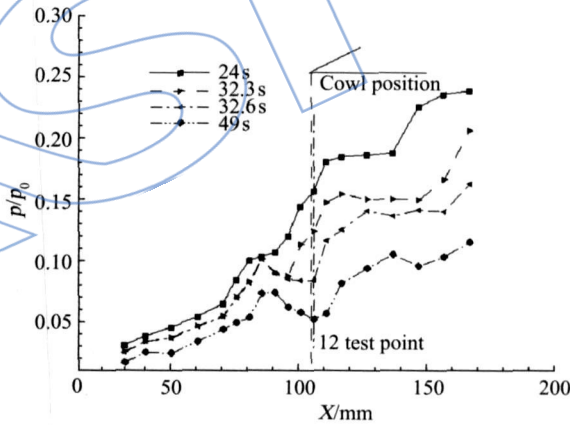


图 6 攻角减小时顶板中心线压力分布图
Fig.6 Pressure distribution of top plate with decrease of attack angle

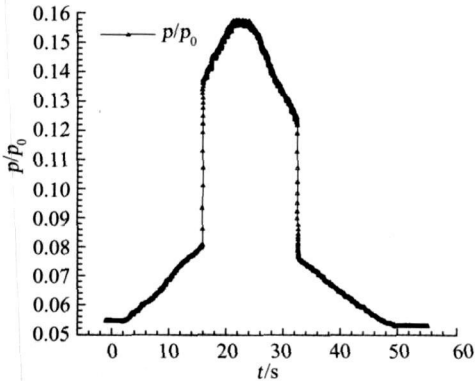


图 7 12 侧点压力随时间变化曲线 ($0^{\circ} \rightarrow 8^{\circ} \rightarrow 0^{\circ}$)
Fig.7 Variation of pressure No. 12 with time ($0^{\circ} \rightarrow 8^{\circ} \rightarrow 0^{\circ}$)

另外,由图 8 的出口马赫数-时间曲线也可以发现,出口 Ma 分别在 16.5 s 和 32.5 s 时发生了突降,突升现象,这进一步证明了进气道在攻角升高过程中出现了不起动现象,之后随着攻角的降低再次恢复到起动状态.

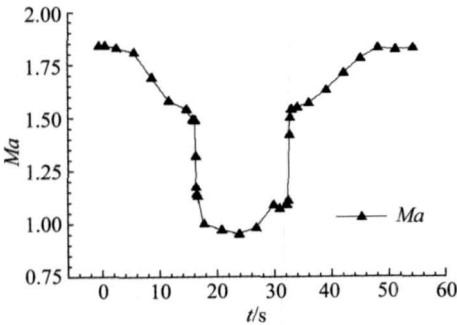


图 8 出口马赫数随时间变化曲线

Fig. 8 Variation of exit Mach number with time

综上所述,攻角 $0^\circ \rightarrow 8^\circ \rightarrow 0^\circ$ 连续变化的进气道风洞实验发现,本文研究的一个设计 $Ma=6$ 、起动 $Ma=2.5$ 的侧压式进气道,在马赫数 3.85 的连续攻角变化的吹风实验中,进气道经历了从起动到不起动、又从不起动到再次起动的一个连续的变化过程.

2.3 动态攻角变化对进气道各项参数的影响

图 9 和图 10 展示了进气道从起动到不起动、而后又再起动的整个过程中进气道流量系数、出口流量平均总压恢复 σ 以及隔离段出口增压比 p_e/p_0 的变化情况. 其中 m_c 和 σ 由实验测量参数计算得到.

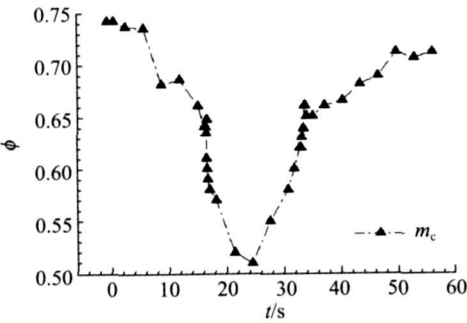


图 9 流量系数随时间变化曲线

Fig. 9 Variation of flow coefficient with time

由图 9 可见,在进气道顺利起动时,流量系数在 0.74 左右. $t=3$ s 时开始调节攻角. 随着攻角的逐步加大,流量系数平稳降低,在 16 s 时,攻角增大到 5.7° 时候,流量系数、总压恢复系数发生突降,增压比突升,进气道出现不起动. 之后攻角

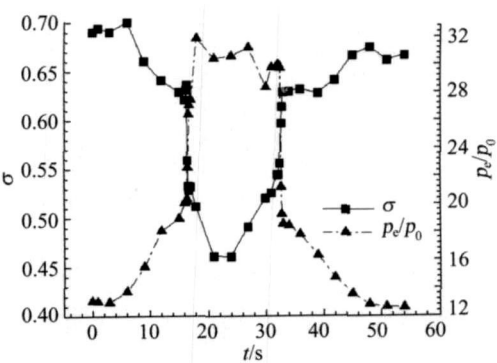


图 10 总压恢复系数,增压比随时间变化曲线

Fig. 10 Variation of the total pressure and the static pressure with time

进一步加大,流量系数继续下降. 在 21 s 时攻角达到 8° . 流量系数降为 0.52 此时总压恢复系数达到最小值,增压比达到最大值,进气道不起动程度达到最大. 24 s 以后攻角开始减小. 流量系数随之回升. 到 32 s 时,攻角变为 5.4° 左右,流量系数、总压恢复系数发生突升,增压比突降,进气道重新进入起动状态. 之后随着攻角的进一步减小,流量系数又开始平稳上升,直至攻角再次变为 0° .

2.4 $0^\circ \rightarrow 4^\circ \rightarrow 0^\circ$ 动态攻角变化

作为对比,还进行了攻角 $0^\circ \rightarrow 4^\circ \rightarrow 0^\circ$ 的小范围连续攻角变化 $Ma=3.85$ 风洞试验.

图 11 是对第 12 侧点在攻角 $0^\circ \rightarrow 4^\circ \rightarrow 0^\circ$ 时压力随时间的变化曲线. 在图 12 中给出了攻角 $0^\circ \rightarrow 4^\circ \rightarrow 0^\circ$ 的过程中的顶板压力变化. 对比图 7 的压力曲线,我们发现没有出现相对应的压力突变,整个压力曲线随时间呈现连续变化. 在图 12 中给出了攻角 $0^\circ \rightarrow 4^\circ \rightarrow 0^\circ$ 的过程中的顶板压力变化. 在 4° 攻角情况下,顶板压力的变化趋势与 0° 攻角时

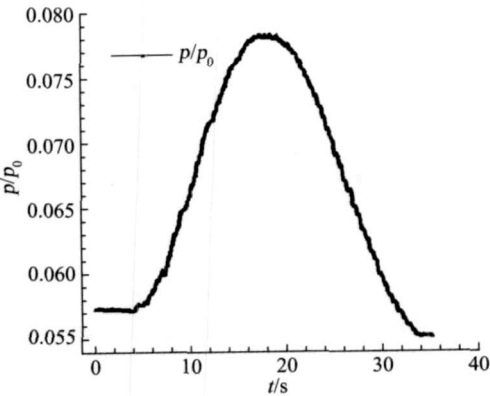


图 11 12 侧点压力随时间变化曲线($0^\circ \rightarrow 4^\circ \rightarrow 0^\circ$)

Fig. 11 Variation of the pressure No. 12 with time ($0^\circ \rightarrow 4^\circ \rightarrow 0^\circ$)

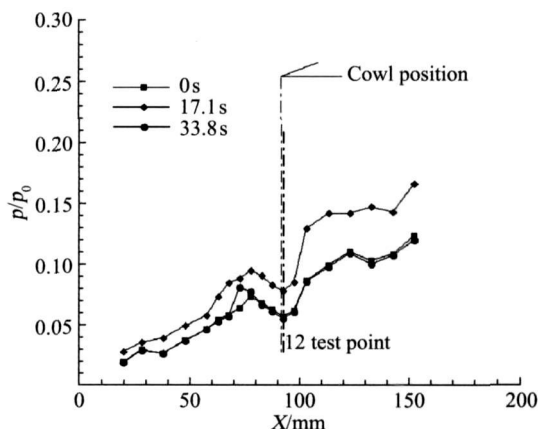


图 12 攻角增大时顶板中心线压力分布图

Fig. 12 Pressure distribution of top plate with increase of attack angle

基本相同,只是各点压力普遍升高,但压力陡升点依然在唇口之后,这表明在 4° 攻角情况下进气道依然处于起动状态.结合图 11,可以得到在这个变化过程中,整个进气道都处于起动状态.说明本文研究的进气道在 $\pm 4^\circ$ 的小范围动态攻角变化下还不至于对进气道的稳定工作造成危害.

3 结 论

本文完成了一个设计 $Ma=6$ 、起动 $Ma=2.5$ 的动态攻角可调侧压式进气道模型的设计,并进行了 $Ma=3.85$ 的吹风实验.得到以下结论:

1) 实验进气道模型完成了 $Ma=3.85$ 、攻角 $0^\circ \rightarrow 8^\circ \rightarrow 0^\circ$ 的连续吹风过程,发现攻角上升到 5.7° 时,一个原本已经起动的进气道从起动变为不起动;在攻角下降到 5.4° 时又再次恢复起动.

2) 随着攻角的增加,进气道流量系数,总压恢复系数缓慢减小;在出现不起动现象时流量系数从 0.67 突降到 0.56,总压恢复系数也随之发生突降,增压比出现激增.

3) 当进气道经历攻角 $0^\circ \rightarrow 4^\circ \rightarrow 0^\circ$ 的小范围连续吹风过程时,进气道全程处于起动状态.

本文是作者初次进行的侧压式进气道攻角动态变化的实验研究,通过实验了解它的气动特性

和参数变化规律,并为定常和非定常数值模拟提供必要的实验数据.除了风洞试验、定常流数值模拟之外,非定常的数值模拟研究正在进行之中.

参考文献:

- [1] Tartabini P V, Bose D M, Thornblom M N, et al. Martin Mach 10 stage separation analysis for the X43 A [R]. AIAA 2006 1038
- [2] Zha G C, Knight D D. Numerical investigations of HSCT inlet unstart transient at angle of attack [R]. AIAA 98-3583
- [3] Boon S, Hillier R. Mach 6 hypersonic inlet flow analysis at incidence [R]. AIAA 2006 3036
- [4] 金志光. 超燃冲压发动机高超侧压式进气道设计方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
JIN Zhiguang. Design methodology investigation of three dimensional sidewall compression scramjet inlet [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [5] 梁德旺, 袁化成, 张晓嘉. 影响超声速进气道起动能力的因素分析 [J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 717-718
LIANG Dewang, YUAN Huacheng, ZHANG Xiaojia. Research on the effects of start ability of hypersonic inlet [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 717-718 (in Chinese)
- [6] Zha G C, Knight D, Smith D. Numerical investigations of high speed civil transport inlet unstart transient at angle of attack [J]. Journal of Aircraft, 1998, 35(6): 851-856
- [7] Zha G C, Knight D, Smith D. Numerical simulation of high speed civil transport inlet operability with angle of attack [J]. AIAA Journal, 1998, 36(7): 1223-1229
- [8] 潘瑾, 张堃元. 可变内收缩比侧压式进气道自起动性能 [J]. 推进技术, 2007, 28(3): 278-281
PAN Jin, ZHANG Kunyuan. Self starting characteristics for sidewall compression inlet with variable internal contraction ratio [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3): 278-281. (in Chinese)
- [9] 金志光, 张堃元. 高超侧压式进气道高焓脉冲风洞实验 [J]. 推进技术, 2005, 26(4): 320-323
JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Test of a generic sidewall compression scramjet inlet in the high enthalpy impulse wind tunnel [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(4): 320-323 (in Chinese)